

再入快速抵达轨迹优化设计方法*

庄学彬^{1,2}, 张耀磊², 谢泽兵², 王玉林²

(1. 中山大学系统科学与工程学院, 广东广州 510275;

2. 中国航天科技集团有限公司第一研究院研究发展中心, 北京 100076)

摘要:针对再入初始速度大、飞行时间约束苛刻的轨迹设计问题,提出一种基于遗传算法和攻角+倾侧角联合优化的再入快速抵达轨迹优化设计方法。该方法在再入初段利用较大攻角迅速减小弹道倾角和拉平弹道,在再入后段/滑翔段联合设计和优化攻角+倾侧角变化规律以显著降低终端飞行速度,同时满足终端高度、终端航向角、最大动压、最大热流等约束条件。该方法能够提升传统升力体飞行器再入快速到达能力并拓展其应用范围。仿真结果表明,在典型飞行器参数和较大初始再入速度条件下,全程飞行时间小于12 min,终端速度能够小于 $7Ma$,横向机动距离超过800 km。

关键词:再入;快速抵达;轨迹优化设计

中图分类号:V412 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2019)06-039-05

Method of trajectory design and optimization for fast reentry arrival

ZHUANG Xuebin^{1,2}, ZHANG Yaolei², XIE Zebing², WANG Yulin²

(1. School of Systems Science and Engineering, Sun Yat-Sen University, Guangzhou 510275, China;

2. Research and Development Center, the First Academy of China Aerospace Science and Technology Limited Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: A method of trajectory design and optimization for fast reentry arrival was proposed for the applications of large reentry velocity and strictly constrained flight time. The proposed method quickly decreased trajectory inclination and flattened trajectory on the initial reentry stage using large attack-angle, and the attack-angle and bank-angle variation rules on the later reentry stage and glide stage were jointly designed and optimized to significantly decrease terminal velocity and satisfy the constraints of terminal height, terminal heading and maximal dynamic pressure, maximal heat, etc. The proposed method can increase the ability of fast arrival for traditional lifting body vehicle and expand its application. Simulation results demonstrate that the terminal velocity is less than $7Ma$ and the lateral maneuver capacity is greater than 800 kilometers in the 12 minutes of flight time under the condition of typical vehicle parameter and large reentry velocity.

Keywords: reentry; fast arrival; trajectory design and optimization

轨迹优化和设计问题是传统升力体飞行器再入滑翔飞行中的核心问题。传统的再入滑翔轨迹优化通常以最大航程作为性能指标优化目标同时确保较大落地速度,终端约束条件包括终端高度和终端最大速度,飞行过程约束条件包括最大过载、热流和动压等。然而,针对再入初始速度大、全程再入飞行时间苛刻、终端速度尽量小、不考虑最远航程的升力体飞行器应用,国内外鲜有开展相关的轨迹优化研究工作。

文献[1]基于粒子群算法求解再入高超声速飞行器轨迹设计和优化问题,得到了一种能满足攻防两端约束条件的最优轨迹,该方法以航程最远为性能指标,约束终端最小速度。文献[2]提出了基于改进多阶段高斯伪谱方法解决复杂条件

下的高超声速飞行器轨迹设计和优化问题,其主要考虑了路径点和绕飞区约束条件。文献[3]考虑飞行器再入轨迹多目标优化问题,提出了一种基于粒子群和层次分析法的综合求解策略,其优化目标为最小飞行时间和最小总加热量。文献[4]提出了一种面向多目标的高超声速飞行器轨迹优化方案,优化性能指标考虑了最大纵程、最小总加热量和最小弹道跳跃幅度三种。文献[5]和文献[6]则基于高斯伪谱法对飞行器轨迹进行优化求解。文献[7]提出了一种全程大气层内的助推-滑翔轨迹设计和优化方法。文献[8]利用遗传算法对连续跳跃飞行的飞行器进行轨迹优化,其优化目标为燃料消耗率最小。文献[9]利用遗传算法对高超声速飞行器轨迹进行优化,主

* 收稿日期:2018-09-15

作者简介:庄学彬(1983—),男,福建泉州人,博士,副教授,硕士生导师,E-mail:martianbin@163.com

要满足航程最短并规避威胁区域。文献[10]研究了基于微分平坦理论的高超声速飞行器轨迹设计和优化问题。上述轨迹优化研究工作主要应用于对地任务,优化目标通常是航程最远或者燃料消耗较小等。

本文针对初始速度大的升力体飞行器再入滑翔快速抵达应用,提出了一种基于遗传算法和攻角+倾侧角联合分段优化的再入滑翔轨迹优化和设计方法。本文所指的再入飞行过程包括再入初段和再入中段(即滑翔段)。针对较大再入速度和初始再入倾角,本文方法再入初段利用较大攻角迅速减小弹道倾角和拉平弹道,再入中段联合优化攻角+倾侧角变化规律,通过大倾侧角、合适攻角以及倾侧角方向变化,实现快速减速、航向角回归及滑翔高度波动在一定范围内,同时确保最大动压、过载和热流满足约束条件。该方法能够提升传统升力体飞行器再入快速到达能力并拓展其应用范围,如针对时敏目标。

1 再入快速抵达轨迹优化设计方法

1.1 动力学方程^[11-12]

本文选择飞行器航迹坐标系 $oxyz$ 作为动力学方程坐标系。在航迹坐标系下建立动力学方程的优势是升力 L 和阻力 D 不会出现在同一个方程,并且阻力 D 仅出现在速度方程里。不考虑地球非球形摄动等因素的简化动力学方程如下所示^[13-14]。

$$\begin{cases} \dot{V} = -\frac{D}{m} + \omega_e^2 r \cos\phi (\sin\gamma \cos\phi - \cos\gamma \sin\phi \cos\psi) \\ \dot{\gamma} = \frac{L}{mV} \cos\sigma + \left(\frac{V}{r} - \frac{u}{r^2 V}\right) \cos\gamma + 2\omega_e \cos\phi \sin\psi + \frac{\omega_e^2 r \cos\phi}{V} (\cos\gamma \cos\phi + \sin\gamma \sin\phi \cos\psi) \\ \dot{\psi} = \frac{L}{mV \cos\gamma} \sin\sigma + \frac{V}{r} \cos\gamma \sin\psi \tan\phi - 2\omega_e (\cos\phi \cos\psi \tan\gamma - \sin\phi) + \frac{\omega_e^2 r}{V \cos\gamma} \sin\psi \sin\phi \cos\phi \\ \dot{h} = V \sin\gamma \\ \dot{\theta} = \frac{V \cos\gamma \sin\psi}{r \cos\phi} \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos\gamma \cos\psi}{r} \end{cases} \quad (1)$$

其中, V 、 γ 、 ψ 、 h 、 θ 、 ϕ 、 m 分别为飞行器的速度大小、当地弹道倾角、航向角、高度、经度、纬度和质量, σ 为飞行器倾侧角, ω_e 为地球自转角速度, u

为地球引力常数, γ 为当地弹道倾角, ψ 为航向角。

升力 L 和阻力 D 的计算公式如下:

$$\begin{cases} L = 0.5 \cdot C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{\text{ref}} \\ D = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S_{\text{ref}} \end{cases} \quad (2)$$

其中: C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数,可分别根据飞行器的攻角 α 和 Ma 计算得到; ρ 为大气密度,可根据飞行器当前高度 h 和大气数据插值计算得到; S_{ref} 为飞行器参考面积。升力体飞行器受力示意图如图 1 所示。其中 mg 为飞行器所受重力。

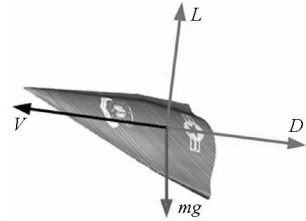


图 1 升力体飞行器受力示意图

Fig. 1 Force schematic diagram of lifting body vehicle

1.2 再入快速抵达轨迹优化设计方法

当升力体飞行器再入速度和再入倾角较大时(如速度超过 7 km/s, 倾角大于 -5°), 针对飞行时间受限、最大终端速度受限的应用场景, 飞行器弹道需迅速拉平以满足后续滑翔飞行, 并且避免再入高度过低导致热流过大甚至直接落地。此外, 飞行器弹道拉平后通常难以在较短时间内将终端速度快速减小, 飞行过程需确保滑翔高度波动在一定范围内, 并且最大动压、最大过载、最大热流、终端航向角、终端高度等参数满足约束条件。

本文提出了基于全程飞行时间受限、终端最大速度受限的一种再入快速抵达轨迹优化设计方法, 具体策略和流程如下:

1) 全程攻角、倾侧角分段设计策略。飞行全程包括再入初段、再入中段(包括滑翔中段 1 和滑翔中段 2)。

①再入初段采用大攻角和零倾侧角飞行, 迅速将弹道倾角拉平。

②滑翔中段 1, 采用大倾侧角和较大攻角, 通过气动阻力实现大幅度减速, 确保终端速度较小。此外, 利用升力在垂直方向的分量 ($L \cos\sigma$) 实现与重力、离心力近似配平, 保证高度波动在一定范围内, 并通过在水平方向的分量 ($L \sin\sigma$) 实现横向机动, 即:

$$\begin{cases} L\cos\sigma \approx mg - \frac{V^2}{r} \\ dis = \iint (L\sin\sigma/m) dt^2 \end{cases} \quad (3)$$

其中, dis 为横向机动距离。

③滑翔中段2,继续采用大倾侧角和较大攻角,同时变换倾侧角方向。飞行器继续减速和横向机动,同时实现航向回归。

此外,考虑控制量变化平缓、姿态控制能力等实际工程应用因素,攻角、倾侧角发生跳跃时,按照一定时间间隔变化攻角和倾侧角,并且倾侧角方向变化时,中间具有一定间隔时间。此外,受最大攻角约束、最大倾侧角约束以及全程近似平衡滑翔条件等,全程攻角、倾侧角分段初步设计结果如图2所示。

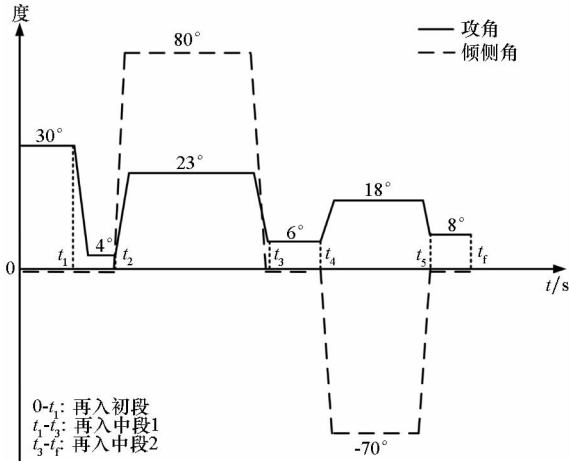


图2 攻角、倾侧角初步设计

Fig.2 Initial design of attack angle and bank angle

2)全程攻角、倾侧角优化。为了实现飞行器有限时间内的快速减速和抵达,针对图2所示的全程攻角、倾侧角变化规律,提出再入快速抵达轨迹优化设计模型,优化目标函数和优化变量,具体如下:

$$\begin{aligned} \text{Min: } J(X) &= V_f \\ X &= \{t_1, t_2, t_3, t_4, t_5, t_f\} \end{aligned} \quad (4)$$

其中, $J(X)$ 为优化目标, V_f 为终端速度大小。

过程约束条件包括:

- ①滑翔段弹道倾角: $|\gamma| \leq \gamma_{\max 0}$ 。
- ②驻点热流: $Q \leq Q_{\max 0}$ 。
- ③动压: $q \leq q_{\max 0}$ 。
- ④过载: $n \leq n_{\max 0}$ 。

其中,驻点热流 $Q = 5.21 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\rho/r_n} \cdot V^{3.15}$, r_n 为飞行器端头曲率半径,动压 $q = 0.5 \cdot \rho \cdot V^2$,过载 $n = \sqrt{L^2 + D^2}/(mg)$, $\gamma_{\max 0}$ 、 $Q_{\max 0}$ 、 $q_{\max 0}$ 、 $n_{\max 0}$ 分别为弹道倾角、驻点热流、动压以及过载的最大约束值。

终端约束条件包括:

- ①终端高度: $|h_f - h_{f0}| \leq \Delta h_{\max 0}$ 。
- ②终端航向角: $|\psi_f - \psi_0| \leq \Delta \psi_{\max 0}$ 。

其中, h_f 、 h_{f0} 、 ψ_f 、 ψ_0 分别为终端高度、终端高度约束值、终端航向角和初始时刻航向角, $\Delta h_{\max 0}$ 和 $\Delta \psi_{\max 0}$ 分别为终端高度误差最大约束值和终端航向角误差最大约束值。

遗传算法是基于“适者生存”的一种高度并行、随机和自适应的优化算法。利用遗传算法能够有效解决较多优化参数、复杂过程约束条件和终端约束条件的再入快速抵达轨迹优化设计方法。具体步骤如下^[15-17]:

- 1)采用二进制编码,确定优化变量 $\{t_1, t_2, t_3, t_4, t_5, t_f\}$ 的二进制串长,组合成二进制个体;
- 2)随机产生一组二进制个体构成初始群体;
- 3)计算适应度函数 $1/J(X)$,并执行复制操作;
- 4)按交换概率 p_c 执行交换操作;
- 5)按变异概率 p_m 执行变异操作。

反复执行步骤3~5,直至达到终止条件,其中最佳个体即为最优结果。

2 仿真算例

2.1 初始条件

为了验证再入快速抵达轨迹优化设计方法实现全程飞行时间约束苛刻和最大终端速度苛刻条件(将终端速度最小化作为优化目标)下的弹道拉平、减速和机动等任务,开展仿真分析。飞行器初始时刻以及终端时刻的条件如表1所示。

表1 初始条件
Tab.1 Initial conditions

参数	初始时刻	终端时刻
$V/(m/s)$	7200	—
$\gamma/(\circ)$	-6.45	—
$\psi/(\circ)$	133.8	133.8
h/km	120	40
$\theta/(\circ)$	146	—
$\phi/(\circ)$	51	—

飞行器气动参数采用典型 CAV-L 参数,最大升阻比约为 2.4,参考面积约为 0.35 m²。

飞行器过程约束和终端约束条件具体包括: $Q_{\max 0} = 4000 \text{ kW/m}^2$, $q_{\max 0} = 60 \text{ kPa}$, $n_{\max 0} = 6g$, $\gamma_{\max 0} = 3^\circ$, $\Delta h_{\max 0} = 1 \text{ km}$, $\Delta \psi_{\max 0} = 1^\circ$ 。

基于典型飞行任务要求、飞行器初始时刻状态、攻角和倾侧角变化规律等因素,优化参数 $X = \{t_1, t_2, t_3, t_4, t_5, t_f\}$, 其范围分别为: $t_1 \in [80 \text{ s}, 90 \text{ s}]$, $t_2 \in [120 \text{ s}, 150 \text{ s}]$, $t_3 \in [350 \text{ s}, 400 \text{ s}]$,

$t_4 \in [400 \text{ s}, 450 \text{ s}]$, $t_5 \in [600 \text{ s}, 650 \text{ s}]$, $t_f \in [700 \text{ s}, 720 \text{ s}]$ 。

考虑姿态控制响应能力因素,图 2 中的攻角和倾侧角的变化时间设置为 8 s。此外,考虑全程飞行时间约束苛刻,优化参数总飞行时间的最大值设置为 720 s。

遗传优化算法的主要参数包括种群规模、交叉概率、变异概率、最大进化代数和最优解集容量^[16]。其中最优解集容量设置了最优解的数量。本文仿真算例的遗传算法主要参数设置如表 2 所示。

表 2 遗传算法的主要参数

Tab.2 Parameters of genetic algorithm

参数名称	参数值
种群规模	50
交叉概率	0.9
变异概率	0.3
最大进化代数	100
最优解集容量	30

2.2 优化和仿真结果

基于上述初始条件,采用遗传算法对本文轨迹设计方法进行优化,得到一组最优参数: $t_1 = 88.09 \text{ s}$, $t_2 = 125.15 \text{ s}$, $t_3 = 360.64 \text{ s}$, $t_4 = 439.63 \text{ s}$, $t_5 = 615.99 \text{ s}$, $t_f = 708.32 \text{ s}$ 。

基于上述最优参数获得弹道仿真结果,其中终端速度 $V_f = 2141.3 \text{ m/s}$,终端航向角 $\psi_f = 132.9^\circ$,终端高度 $h_f = 39.3 \text{ km}$ 。终端航向角偏差约 0.9° ,终端高度偏差约 0.7 km 。全程航程超过 3000 km ,横向机动距离超过 800 km 。全程最大热流、动压和过载分别为: $Q_{\max} = 2750 \text{ kW/m}^2$, $q_{\max} = 24.6 \text{ kPa}$, $n_{\max} = 5.5g$ 。

全程飞行高度和速度、攻角和倾侧角、弹道倾角、经度和纬度(二维轨迹)如图 3~6 所示。

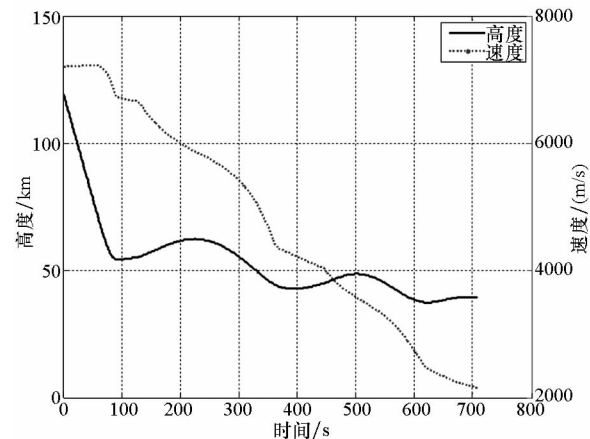


图 3 飞行高度和速度结果

Fig.3 Results of flight height and velocity

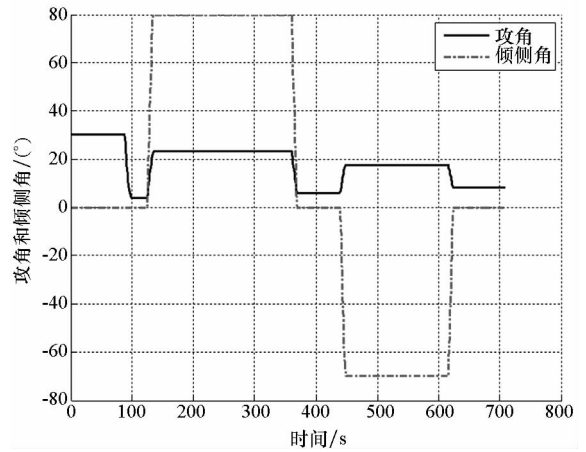


图 4 攻角和倾侧角示意图

Fig.4 Schematic diagram of attack angle and bank angle

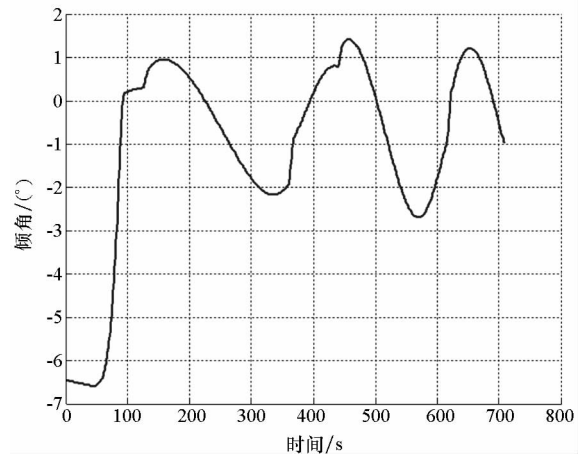


图 5 弹道倾角示意图

Fig.5 Schematic diagram of trajectory inclination

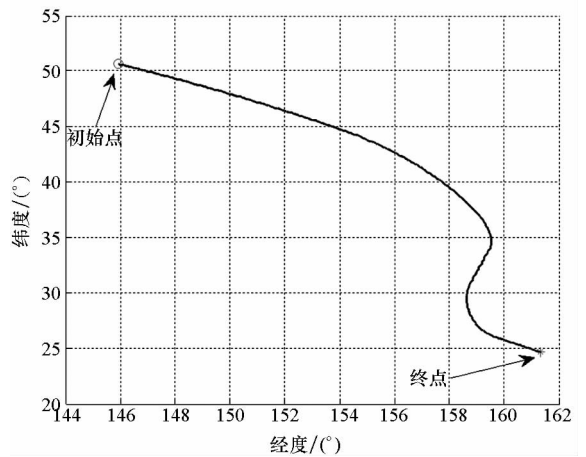


图 6 飞行经度和纬度示意图

Fig.6 Schematic diagram of flight longitude and latitude

因此,在典型再入初始速度(7200 m/s)和再入倾角(-6.45°)的条件下,采用本文提出的再入快速抵达轨迹优化设计方法,实现飞行器 12 min 内的快速抵达和快速减速(终端速度小于

7Ma), 横向机动距离较大(超过 800 km), 同时确保了终端航向角、终端高度、全程最大热流、最大动压和最大过载等参数满足约束条件。

3 结论

针对升力体飞行器再入速度较大以及飞行时间约束苛刻的快速抵达轨迹设计问题, 本文提出了一种基于遗传算法和攻角 + 倾侧角联合分段优化的再入滑翔轨迹优化设计方法。该方法通过联合设计和优化攻角 + 倾侧角变化规律, 通过大倾侧角和大攻角以及倾侧角方向变化, 实现有限时间内的快速减速、航向角回归和横向机动, 同时确保终端高度、最大动压等参数满足约束条件。该方法能够提升传统升力体飞行器再入快速到达能力, 改善有效载荷终端环境条件, 从而拓展飞行器应用范围。本文开展了针对典型飞行器参数和典型应用的仿真分析。结果表明, 在初始速度达 7200 m/s 和全程时间小于 12 min 条件下, 终端速度小于 7Ma, 横向机动能力超过 800 km。

参考文献 (References)

- [1] 王路, 刑清华, 毛艺帆. 再入高超声速滑翔飞行器轨迹快速优化[J]. 现代防御技术, 2015, 43(6): 74-80.
WANG Lu, XING Qinghua, MAO Yifan. Fast trajectory optimization for reentry hypersonic glide vehicle[J]. Modern Defense Technology, 2015, 43(6): 74-80. (in Chinese)
- [2] 王路, 刑清华, 毛艺帆. 复杂约束条件下再入高超声速滑翔飞行器轨迹快速优化[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(6): 839-846, 862.
WANG Lu, XING Qinghua, MAO Yifan. Trajectory rapid optimization for reentry hypersonic glide vehicle satisfying complex constraints[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(6): 839-846, 862. (in Chinese)
- [3] 赵培博, 董春云, 蔡远利, 等. 高超声速飞行器再入轨迹多目标优化[J]. 飞行力学, 2017, 35(4): 56-59, 64.
ZHAO Peibo, DONG Chunyun, CAI Yuanli, et al. Multi-objective trajectory optimization for hypersonic reentry vehicle[J]. Flight Dynamics, 2017, 35(4): 56-59, 64. (in Chinese)
- [4] 谢愈, 潘亮, 谷学强, 等. 高超声速飞行器多目标复杂约束滑翔弹道优化[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(2): 9-17.
XIE Yu, PAN Liang, GU Xueqiang, et al. Gliding trajectory optimization with multiple objectives and complicated constraints for hypersonic vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2017, 39(2): 9-17. (in Chinese)
- [5] 刘晓慧, 聂万胜, 杨新垒. 高超声速飞行器多约束再入滑翔机动弹道优化设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(2): 6-11.
LIU Xiaohui, NIE Wansheng, YANG Xinlei. Optimization and design of reentry gliding maneuvering trajectory with multi-constraints for hypersonic vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(2): 6-11. (in Chinese)
- [6] 黄春华, 刘凌云, 梁彦刚. 高超声速滑翔飞行器再入拉起段弹道优化设计[J]. 战术导弹技术, 2016(1): 23-27.
HUANG Chunhua, LIU Lingyu, LIANG Yangang. A distributed trajectory optimization on reentry and pull-up phase of hypersonic glide vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2016(1): 23-27. (in Chinese)
- [7] 张阳, 卜奎晨, 王新民, 等. 全程大气层内助推-滑翔弹道优化设计[J]. 航天控制, 2017, 35(4): 67-72.
ZHANG Yang, BU Kuichen, WANG Xinmin, et al. Optimization and design of boost-glide trajectory during whole journey in the atmosphere[J]. Aerospace Control, 2017, 35(4): 67-72. (in Chinese)
- [8] 赵钧, 孟令赛. 高超声速临近空间飞行器跳跃飞行轨迹优化[J]. 战术导弹技术, 2010(5): 32-35.
ZHAO Jun, MENG Lingsai. Jumping trajectory optimization of the near space vehicles with hypersonic speed[J]. Tactical Missile Technology, 2010(5): 32-35. (in Chinese)
- [9] 张忠峰, 高云峰, 宝音贺西. 高超声速飞行器机动航迹优化[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(3): 164-165, 172.
ZHANG Zhongfeng, GAO Yunfeng, BAoyin Hexi. Optimization of maneuvering flight path of hypersonic vehicle[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(3): 164-165, 172. (in Chinese)
- [10] 蔡伟伟, 杨乐平, 刘新建, 等. 基于微分平坦的高超声速滑翔飞行器轨迹规划[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(2): 61-67.
CAI Weiwei, YANG Leping, LIU Xinjian, et al. Differential flatness based trajectory planning for hypersonic glide vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(2): 61-67. (in Chinese)
- [11] 赵汉元. 飞行器再入动力学与制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
ZHAO Hanyuan. Vehicle reentry dynamics and guidance[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997. (in Chinese)
- [12] 张松林. 可重复使用飞行器俯仰转弯返回弹道设计与制导方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
ZHANG Songlin. Research on trajectory design & guidance of vertical turnaround reusable launch vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [13] Shen D L, Chen Y M, Chang Y J. Optimal glide for maximum range[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Boston, MA, 1998: 1-11.
- [14] Mooij E. Robustness analysis of an adaptive re-entry guidance system[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, CA. USA, 2005.
- [15] 唐国金, 罗亚中, 雍恩米. 航天器轨迹优化理论、方法及应用[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
TANG Guojin, LUO Yazhong, YONG Enmi. Theory, method and application of trajectory optimization[M]. Beijing: Science Press, 2012. (in Chinese)
- [16] Gen M, Cheng R W. Genetic algorithms and engineering optimization[M]. USA: John Wiley & Sons, Inc, 1999.
- [17] 孟令赛. 高速临近空间飞行器跳跃飞行轨迹优化研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
MENG Lingsai. Optimization of leap trajectory of the near space vehicles with hypersonic speed[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009. (in Chinese)